

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья
УДК 533.69
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187571>
EDN: <https://www.elibrary.ru/ZPNXVT>



Применение численного моделирования для исследования поля водности при решении задачи обеспечения безопасности полетов самолета транспортной категории в условиях обледенения

Максим Эдуардович Березко¹, Максим Кириллович Окулов^{2✉}, Владимир Иванович Шевяков³

^{1, 2, 3} Филиал ПАО «Яковлев» – «Региональные самолеты», Москва, Российская Федерация

^{1, 2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация

¹ maxberezko@yandex.ru

² owen99@mail.ru ✉

³ shevvi@mail.ru

Аннотация. Проведена оценка возможности применения программных комплексов ANSYS и FlowVision при решении задачи обеспечения безопасности полетов самолетов транспортной категории в условиях обледенения. Методом численного моделирования решены задачи о распределении водности в окрестности аэродинамического профиля крыла и носовой части фюзеляжа.

Ключевые слова: самолет транспортной категории, условия обледенения, водность, численное моделирование, CFD, FlowVision, FENSAP-ICE, коэффициент Over-Concentration

Для цитирования: Березко М.Э., Окулов М.К., Шевяков В.И. Применение численного моделирования для исследования поля водности при решении задачи обеспечения безопасности полетов самолета транспортной категории в условиях обледенения // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 1. С. 7-13. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187571>

AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

Numerical Modeling Application for Studying the Water Content Field in Solving the Flight Safety Ensuring Problem for the Transport Category Aircraft under Conditions of Icing

Maksim E. Berezko¹, Maksim K. Okulov^{2✉}, Vladimir I. Shevyakov³

^{1, 2, 3} Yakovlev Corporation Regional Aircraft Branch, Moscow, Russian Federation

^{1, 2} Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

¹ maxberezko@yandex.ru

² owen99@mail.ru ✉

³ shevvi@mail.ru

© Березко М.Э., Окулов М.К., Шевяков В.И., 2026

Abstract

The problem of aircraft surface icing has been a topic of scientific discussion and research for a long time. The ice growths forming on the wing and tail leads to a significant increase in drag and noticeable maximum values degradation of the aircraft lift and control efficiency. Besides accumulating on the load-bearing surfaces, the ice deposits may as well form on the air data system sensors, and affect negatively their operation. All these factors are being assessed as potentially dangerous consequences of getting under icing conditions inflight.

Both in Russia and abroad, works on studying icing conditions, types of ice deposits, their possible shapes and sizes, as well as the consequences arising from the ice forming on the aircraft surface and its elements are actively underway.

In the process of solving the problems of aerodynamics concerning the issue of icing computational fluid dynamics software is actively employed.

As of today, one of the program codes validation problems for their full-fledged application for flight safety ensuring of the transport category aircraft under icing conditions is insufficiently complete database of experiments and flight data concerning local liquid-water content (LWC) and conditions of undercooled large-drop icing (NLG-25 Appendix O).

The presented article solves the problem of relative LWC determining near the wing dynamic airfoil (in the 2D formulation) and near the fuselage nose part of the transport category aircraft. In view of the lack of the experimental data for validation, cross-verification of the FlowVision and FENSAP-ICE CDF-batches was performed.

On the assumption of the numerical modeling results, it can be stated that the FlowVision software can be applied for the task of the flight safety ensuring of the transport category aircraft under icing condition, but only under condition of the bundled software validation.

For further improvement of the two-phase flows modeling methods, the presence of validation base, concerning the bodies flow-around by the airflow under “standard” icing conditions, and particularly under conditions of the undercooled large-drop icing, including the liquid water distribution near the flown-around body, is urgent.

Keywords: transport category aircraft, icing conditions, liquid water content, numerical modeling, CFD, FlowVision, FENSAP-ICE, Over-Concentration coefficient

For citation: Berezko M.E., Okulov M.K., Shevyakov V.I. Numerical Modeling Application for Studying the Water Content Field in Solving the Flight Safety Ensuring Problem for the Transport Category Aircraft under Conditions of Icing. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(1):7-13. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187571>

List of Figures

Fig. 1. NACA-0012 airfoil

Fig. 2. Relative water content distribution along the surface normal at various sections obtained by FENSAP-ICE and FlowVision with difference schemes of the first and second order of accuracy

Fig. 3. The FlowVision computational grid near the airfoil (the 5th level of adaptation)

Fig. 4. The FENSAP-ICE computational grid near the airfoil

Fig. 5. Relative liquid water content distribution along the surface normal in various sections, obtained by the FENSAP-ICE and FlowVision

Fig. 6. The nose part of the aircraft fuselage and control sections at the installation sites of the air data system sensors

Fig. 7. The Over-Concentration coefficient dependence on the to the coordinate normal to the surface at the control sections

Введение

Важнейшим требованием к гражданским самолетам является безопасность полета. В России требования к обеспечению безопасности полетов самолета транспортной категории изложены в Части 25 Норм летной годности (НЛГ-25) [1], заменившей Часть 25 Авиационных правил (АП-25). По каждому пункту НЛГ-25 должны быть представлены доказательные документы.

Одна из серьезных проблем — обеспечение безопасности полетов воздушного судна в условиях обледенения. По НЛГ-25, согласно которым вероят-

ность попадания самолета транспортной категории в условия обледенения составляет 100%, такие условия нормируются по диапазону влажности (масса воды в единице объема воздуха), диапазону температур воздуха, диапазону высот полета и размеру водяных капель. На данный момент в НЛГ-25 условия обледенения представлены в двух приложениях: со «стандартными» условиями (Приложение С) и с более сложными по влажности, температурам и размерам капель (Приложение О).

Проблема обледенения поверхности самолетов долгое время является темой научных дискуссий

и исследований. Образование ледяных наростов на крыле и хвостовом оперении приводит к существенному росту лобового сопротивления, заметному уменьшению максимальных значений подъемной силы самолета и снижению эффективности органов управления [2]. Помимо нарастания на несущих поверхностях самолета, ледяные отложения могут образовываться на датчиках системы воздушных сигналов (СВС) и негативно влиять на их работу. Все эти факторы рассматриваются как потенциально опасные последствия попадания самолета в условия обледенения в полете.

И России, и за рубежом активно ведутся работы по изучению условий возникновения обледенения, видов ледяных отложений [2, 3], их возможных форм и размеров [4–7], а также последствий, образования льда на поверхности летательного аппарата и его элементов [8–12].

В настоящее время выделяются четыре основные задачи аэродинамики, касающиеся тематики обледенения.

Первая задача заключается в определении форм и размеров ледяных отложений, возникающих на внешней поверхности самолета. Во многом выявление мест возможного образования льда на внешней поверхности самолета зависит от точности определения значений коэффициента захвата β ($0 \div 1$), учитывающего степень отклонения капля, а именно указывающего, какая доля капля из объема, сквозь который проходит исследуемый участок поверхности самолета, сталкивается с последним. От значения коэффициента захвата в точке поверхности зависит возможность образования льда в этой точке [13, 14].

Вторая задача – подготовка исходных данных для стендовых сертификационных испытаний датчиков СВС в условиях обледенения. Большая часть исходных параметров, таких как температура наружного воздуха, диаметр капля, влажность, угол атаки датчика, напряжение в сети обогрева и продолжительность режима, задаются нормирующими и техническими документами. Один параметр – относительная влажность (коэффициент Over-Concentration), учитывающая значение локальной влажности в области установки датчика, – определяется посредством численного моделирования. От значения коэффициента Over Concentration ($0 \div >5$) в точке пространства, как и от значения коэффициента захвата, зависит возможность образования льда.

Третьей задачей аэродинамики является определение момента попадания в условия обледенения и своевременное включение противообледенительной защиты. Для ее решения следует выбрать оптимальное место для размещения сигнализатора

обледенения, при этом также не последнюю роль будет играть вышеупомянутый коэффициент Over-Concentration.

Наконец, четвертая задача – это оценка влияния ледяных отложений на аэродинамические характеристики (АДХ) самолета [15–21].

В процессе решения этих задач активно используются программные комплексы для вычислительной гидродинамики (Computational Fluid Dynamics, CFD).

Проблема валидации программных комплексов

В настоящее время одной из проблем полноценного применения валидации программных кодов в решении задачи обеспечения безопасности полетов самолета транспортной категории в условиях обледенения является недостаточно широкая база экспериментов и летных данных, относящихся к локальной влажности и условиям переохлажденного крупнокапельного обледенения (Приложение О НЛГ-25). Если экспериментальных исследований, отечественных и зарубежных, для валидации методов расчета коэффициента захвата достаточно, то результаты трубных и летных испытаний по определению локальной влажности отсутствуют в открытом доступе.

То же касается и валидации программных комплексов для определения АДХ самолета и его элементов с ледяными наростами на их поверхности: в открытых источниках пока также не встречаются результаты экспериментальных аэродинамических исследований в условиях переохлажденного крупнокапельного обледенения.

В данной работе решается задача определения относительной влажности возле поверхности аэродинамического профиля крыла (в двухмерной постановке) и возле поверхности носовой части фюзеляжа самолета транспортной категории. Ввиду отсутствия экспериментальных данных для валидации, проведена кросс-верификация CFD-пакетов FlowVision и Ansys FENSAP-ICE.

Задача определения относительной влажности

Для сравнения расчетов относительной влажности возле поверхности программными кодами FlowVision и Ansys FENSAP-ICE в качестве обтекаемого тела был взят классический симметричный профиль NACA-0012 с длиной хорды 1 м (рис. 1). Относительная влажность измерялась вдоль нормалей к поверхности профиля на сечениях 0,1; 0,2 и 0,3 вдоль хорды.

Кросс-верификация кодов проводилась по двум параметрам:

1) порядку точности разностной схемы в дисперсных решателях FlowVision и Ansys FENSAP-ICE;

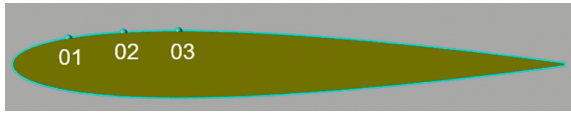


Рис. 1. Аэродинамический профиль NASA-0012

2) количеству ячеек в окрестности пиков водности.

На рис. 2 показаны результаты расчетов обоими кодами с первым и вторым порядком точности разностных схем. Видно, что при удалении от носика профиля разница в максимальных значениях и координатах пика между кодами растет.

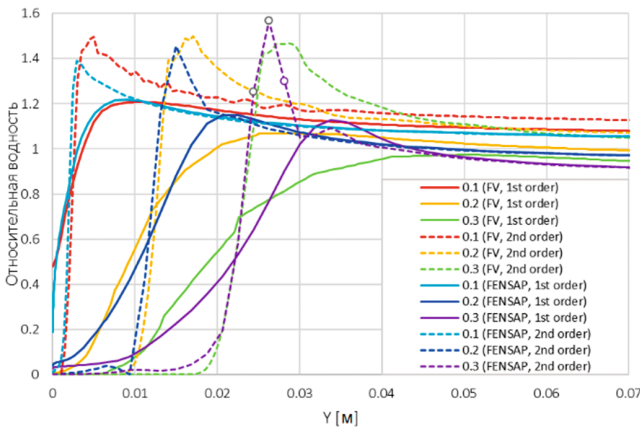


Рис. 2. Распределение относительной водности по нормали к поверхности в различных сечениях, полученное с помощью FENSAP-ICE и FlowVision при использовании разностных схем 1-го и 2-го порядков точности

При первом порядке точности расчеты FENSAP-ICE показывают распределение водности с выраженными пиками на всех трех сечениях, в то время как на втором и третьем сечениях расчеты FlowVision пики «смазались». Однако при втором порядке точности рассчитанные в FENSAP-ICE пики водности формируются всего тремя узлами (на графике изображены в виде выколотых точек) с ярко выраженной точкой экстремума, вызывая вопросы о «физичности» полученных результатов, в то время как графики относительной водности по FlowVision в области своих максимальных значений имеют более плавный перегиб.

Следующий пункт кросс-верификации кодов – сравнение результатов моделирования при разном качестве расчетной сетки. В FlowVision расчетная сетка измельчается путем применения адаптации, уровень адаптации означает количество разбиений исходной ячейки из начальной сетки. Примеры построения расчетных сеток FlowVision и FENSAP-ICE представлены на рис. 3 и 4.

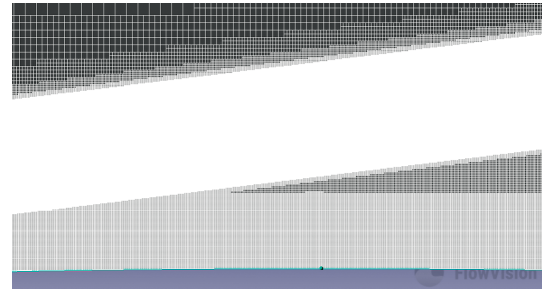


Рис. 3. Расчетная сетка FlowVision возле профиля (5-й уровень адаптации)

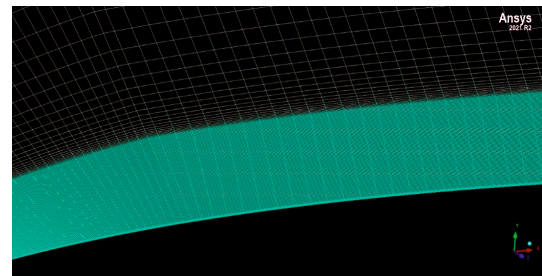


Рис. 4. Расчетная сетка FENSAP-ICE возле профиля

На полученных графиках (рис. 5) видно, что в расчетах FlowVision переход с четвертого уровня адаптации сетки на пятый оставил решение гладким и практически не повлиял ни на максимальное значение относительной водности, ни на координату пика водности. В FENSAP-ICE при сгущении сетки максимальные значения относительной водности растут, а координата пиков немного сдвигается в сторону поверхности, при этом пики водности также формируются тремя узлами. Тем не менее кросс-верификация двух программных кодов показала, что коды Ansys FENSAP-ICE и FlowVision имеют качественно близкие решения по координате пика и максимальному значению водности.

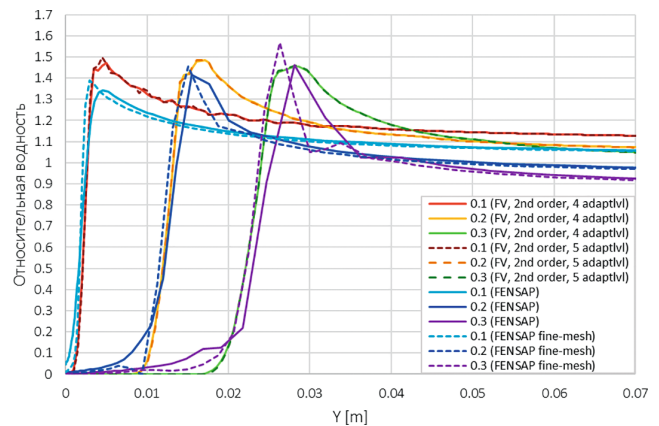


Рис. 5. Распределение относительной водности по нормали к поверхности в различных сечениях, полученное с помощью FENSAP-ICE и FlowVision

При выборе оптимальных зон установки датчиков СВС на фюзеляже самолета важной задачей является исследование полей течения и определение параметров потока, в том числе водности, вблизи поверхности самолета во время полета в условиях обледенения.

Для решения трехмерной задачи определения относительной водности возле поверхности носовой части фюзеляжа самолета транспортной категории в качестве инструмента моделирования использован программный комплекс FlowVision.

На рис. 6 изображена модель носовой части фюзеляжа и показаны контрольные сечения в местах установки датчиков системы воздушных сигналов на поверхности фюзеляжа, вдоль нормалей к которой измеряется относительная водность.

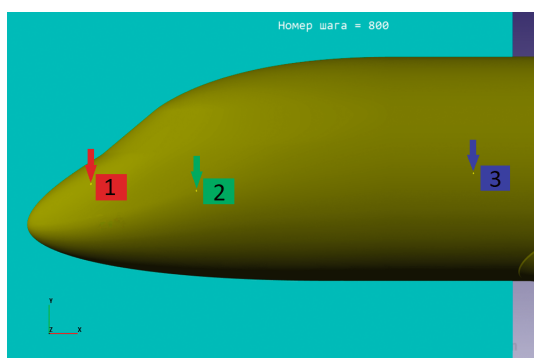


Рис. 6. Носовая часть фюзеляжа самолета и контрольные сечения в местах установки датчиков СВС

Графики зависимости коэффициента Over-Concentration от координаты по нормали представлены на рис. 7.

Как видно из графиков, пик водности по мере удаления от носового обтекателя по направлению потока отдаляется от поверхности фюзеляжа, что свидетельствует о наличии и постепенном расши-

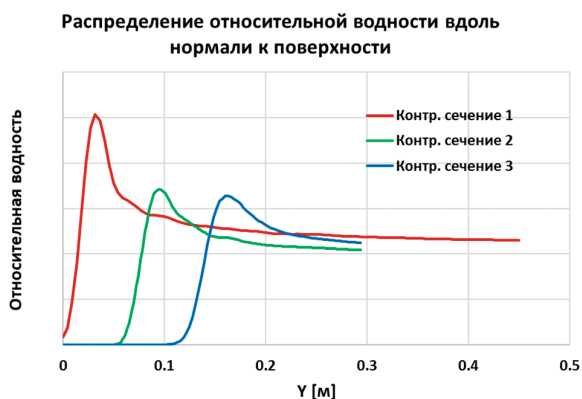


Рис. 7. Зависимость коэффициента Over-Concentration от координаты по нормали к поверхности в контрольных сечениях

рении зоны аэродинамического затенения. Также стоит заметить, что максимальное значение коэффициента Over-Concentration уменьшается.

Выводы

По результатам кросс-верификации двух программных кодов установлено следующее:

- использование разностной схемы второго порядка точности в дисперсном решателе позволяет уточнить как максимальное значение водности, так и координаты пика водности по нормали к поверхности;
- коды Ansys FENSAP-ICE и FlowVision имеют качественно близкие решения по координате пика и максимальному значению водности.

Исходя из полученных результатов численного моделирования, можно утверждать, что программный комплекс FlowVision может быть использован при решении задачи обеспечения безопасности полетов самолета транспортной категории в условиях обледенения, но только при условии валидации программного комплекса. Для дальнейшего совершенствования методов моделирования двухфазных течений необходимо наличие валидационной базы, относящейся к исследованию обтекания тел воздушным потоком в «стандартных» условиях обледенения и, в особенности, в условиях переохлажденного крупнокапельного обледенения, включая распределение водности вблизи обтекаемого тела.

Список источников

1. Нормы летной годности самолетов транспортной категории НЛГ-25. М.: Федеральное Агентство воздушного транспорта, 2022. 355 с.
2. Мазин И.П. Физические основы обледенения самолетов / Под ред. А.М. Боровикова. М.: Гидрометеиздат, 1957. 121 с.
3. Алексеенко С.В., Приходько А.А. Численное моделирование обледенения цилиндра и профиля. Обзор моделей и результаты расчетов // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. 44. № 6. С. 25–57.
4. Szász R.-Z., Ivanell S., Revstedt J. A novel model for glaze ice accretion // Technische Mechanik. 2023. Vol. 43. No. 1: Special Issue for the 18th Conference on Modelling Fluid Flow (CMFF'22), pp. 178–188. DOI: 10.24352/UB.OVGU-2023-054
5. Сорокин К.Э., Бывальцев П.М., Аксенов А.А. и др. Численное моделирование обледенения в программном комплексе FlowVision // Компьютерные исследования и моделирование. 2020. Т. 12. № 1. С. 83–96. DOI: 10.20537/2076-7633-2020-12-1-83-96
6. Босняков С.М., Волков А.В., Михайлов С.В. и др. Метод высокого порядка точности для расчета начальной стадии обледенения элементов конструкции гражданского самолета // Математическое моделирование. 2023. Т. 35. № 9. С. 22–44. DOI: 10.20948/mm-2023-09-02

7. *Кашеваров А.В., Стасенко А.Л.* Эволюция пленки воды и барьерного льда на поверхности тела при плоском обтекании воздушным потоком // *Теплофизика и аэромеханика*. 2019. Т. 26. № 2(116). С. 237–245.
8. *Niu J., Sang W., Li D., et al.* Fast Prediction of Multiple Parameters Related to Iced Airfoil Based on POD and Kriging Methods // *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2023. Vol. 16. No. 2, pp. 325–336. DOI: 10.47176/jafm.16.02.1379
9. *Модорский В.Я., Калюлин С.Л., Саженьков Н.А.* Экспериментальная установка для оценки влияния обледенения и разрушения льда на вибрационное состояние модельного вентилятора малогабаритного летательного аппарата // *Вестник Московского авиационного института*. 2023. Т. 30. № 4. С. 19–26. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177603>
10. *Павленко О.В., Пигусов Е.А.* Особенности применения тангенциального выдува струи на поверхность крыла летательного аппарата в условиях обледенения // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 2. С. 7–15. DOI: 10.34759/vst-2020-2-7-15
11. *Gerrie S., Islam S. Z., Gerrie C., et al.* The Impact of Ice Formation on Vertical Axis Wind Turbine Performance and Aerodynamics // *Wind*. 2023. Vol. 3, pp. 16–34. DOI: 10.3390/wind301000
12. *Gill H., Lee S.* Effect of 2D ice accretion on turbulent boundary layer and trailing-edge noise // *International Journal of Aeroacoustics*. 2022. Vol. 21. No. 3–4, pp. 260–285. DOI: 10.1177/1475472X221099497
13. *Li Y., Shi L., Guo W.F., et al.* Numerical Simulation of Icing Effect on Aerodynamic Characteristics of a Wind Turbine Blade // *Thermal Science*. 2021. Vol. 25. No. 6 Part B, pp. 4643–4650. DOI: 10.2298/TSC2106643L
14. *Brun R., Gallagher H.M., Vogt D.E.* Impingement of water droplets on NACA 65A004 airfoil and effect of change in airfoil thickness from 12 to 4 percent at 4 deg angle of attack. Report No. NACA-TN-3047, 1953, 46 p.
15. *Shen X., Xiao C., Ning Y., et al.* Research on the methods for obtaining droplet impingement characteristics in the Lagrangian framework // *Aerospace*. 2024. Vol. 11. No. 3: 172. DOI: 10.3390/aerospace11030172
16. *Шевяков В.И.* Разработка теоретических основ и практических методов реализации аэродинамического совершенства самолетов транспортной категории с учетом выполнения сертификационных требований по безопасности полета: Дисс. ... д-ра техн. наук. М., 2017. 303 с.
17. *Борисова Н.А.* Оценка влияния барьерного льда на лобовое сопротивление самолета Ту-334 // *Научный вестник МГТУ ГА*. 2009. № 138. С. 98–100.
18. *Амелюшкин И.А., Павленко О.В., Февральских А.В.* и др. Численное исследование влияния обдува воздушными винтами на концах крыла большого удлинения на образование льда // *Ученые записки ЦАГИ*. 2023. Т. 54. № 3. С. 10–21.
19. *Pillai S.N., Sundaresan A., Gopal R., et al.* Estimation of Chaotic Surface Pressure Characteristics of Ice Accreted Airfoils—A 0-1 Test Approach // *IEEE Access*. 2021. Vol. 9. No. 99, pp. 114441–114456. DOI: 10.1109/ACCESS.2021.3103580
20. *Cao Y., Tan W., Su Y., et al.* The effects of icing on aircraft longitudinal aerodynamic characteristics // *Mathematics*. 2020. vol. 8. No. 7: 1171. DOI: 10.3390/math8071171
21. *Deiler C.* Flight Characteristics with Different Supercooled Large Droplet Ice Configurations // *The Aeronautical Journal*. 2021. Vol. 126. No. 1299, pp. 848–865. DOI: 10.1017/aer.2021.98

References

1. *Standards of airworthiness of NLG 25 transport category aircraft*. Moscow: Federal'noe Agentstvo vozdušnogo transporta; 2022. 355 p. (In Russ.).
2. *Mazin IP. Physical foundations of aircraft icing*. Moscow: Gidrometeoizdat; 1957. 121 p. (In Russ.).
3. *Alekseenko SV, Prikhodko AA.* Numerical modeling of cylinder and profile icing. Review of models and calculation results. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2013;44(6):25–57. (In Russ.).
4. *Szász RZ, Ivanell S, Revstedt J.* A novel model for glaze ice accretion. *Technische Mechanik*. 2023; 43(1 Special Issue for the 18th Conference on Modelling Fluid Flow): 178–188. DOI: 10.24352/UB.OVGU-2023-054
5. *Sorokin KE, Byvaltsev PM, Aksenov AA, et al.* Numerical simulation of ice accretion in flowvision software. *Computer Research and Modeling*. 2020;12(1):83–96. (In Russ.). DOI: 10.20537/2076-7633-2020-12-1-83-96
6. *Bosnyakov SM, Volkov AV, Mikhaylov SV, et al.* A high-order accuracy method for calculating the initial icing stage of a Civil Aircraft's Structural Elements. *Mathematical Models and Computer Simulations*. 2024;16:13–28. (In Russ.). DOI: 10.1134/S207004822401006X
7. *Kashevarov AV, Stasenko AL.* Evolution of a film of water and barrier ice on the surface of a body during plane airflow. *Teplofizika i aeromekhanika*. 2019;26(2):237–245. (In Russ.).
8. *Niu J, Sang W, Li D, et al.* Fast Prediction of Multiple Parameters Related to Iced Airfoil Based on POD and Kriging Methods. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2023;16(2):325–336. DOI: 10.47176/jafm.16.02.1379
9. *Modorskii VY, Kalyulin SL, Sazhenkov NA.* Experimental test rig for assessing icing and ice destruction effect on the model fan vibrations of a small-sized aircraft. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(4):19–26. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=177603>
10. *Pavlenko OV, Pigusov EA.* Application specifics of tangential jet blow-out on the aircraft wing surface in icing conditions. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(2):7–15. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-2-7-15
11. *Gerrie S, Islam SZ, Gerrie C, et al.* The Impact of Ice Formation on Vertical Axis Wind Turbine Performance

- and Aerodynamics. *Wind*. 2023;3:16–34. DOI: 10.3390/wind3010003
12. Gill H, Lee S. Effect of 2D ice accretion on turbulent boundary layer and trailing-edge noise. *International Journal of Aeroacoustics*. 2022;21(3–4):260–285. DOI: 10.1177/1475472X221099497
13. Li Y, Shi L, Guo WF, et al. Numerical Simulation of Icing Effect on Aerodynamic Characteristics of a Wind Turbine Blade. *Thermal Science*. 2021;25(6 Part B):4643–4650. DOI: 10.2298/TSC2106643L
14. Brun R, Gallagher HM, Vogt DE. *Impingement of water droplets on NACA 65A004 airfoil and effect of change in airfoil thickness from 12 to 4 percent at 4 deg angle of attack*. Report No. NACA-TN-3047, 1953. 46 p.
15. Shen X, Xiao C, Ning Y, et al. Research on the methods for obtaining droplet impingement characteristics in the Lagrangian framework. *Aerospace*. 2024;11(3):172. DOI: 10.3390/aerospace11030172
16. Shevyakov VI. *Development of theoretical foundations and practical methods for realizing the aerodynamic perfection of transport category aircraft, taking into account the fulfillment of flight safety certification requirements*. Doctoral thesis. Moscow: MGTU GA; 2017. 303 p. (In Russ.).
17. Borisova NA. Evaluation of the icing influence on the drag coefficient of the Tu-334 aircraft. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*. 2009(138):98–100. (In Russ.).
18. Amelyushkin IA, Pavlenko OV, Fevralskikh AV, et al. Numerical investigation of the effect of blowing by propellers at the ends of a high aspect ratio wing on ice formation. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2023;54(3):10–21. (In Russ.).
19. Pillai SN, Sundaresan A, Gopal R, et al. Estimation of Chaotic Surface Pressure Characteristics of Ice Accreted Airfoils—A 0-1 Test Approach. *IEEE Access*. 2021;9(99):114441–114456. DOI: 10.1109/ACCESS.2021.3103580
20. Cao Y, Tan W, Su Y, et al. The effects of icing on aircraft longitudinal aerodynamic characteristics. *Mathematics*. 2020;8(7):1171. DOI: 10.3390/math8071171
21. Deiler C. Flight Characteristics with Different Supercooled Large Droplet Ice Configurations. *The Aeronautical Journal*. 2021;126(1299):848–865. DOI: 10.1017/aer.2021.98

Статья поступила в редакцию / Received 27.11.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 12.01.2026
Принята к публикации / Accepted 12.01.2026